

헬리콥터 반토크 시스템 성능 및 소음특성

Sound Characteristics and Performance of Helicopter Anti-Torque System

이제동[†] · 송근웅* · 정기훈* · 강희정* · 김승범*

Lee Je Dong, Song Keun Woong, Chung Ki Hoon, Kang Hee Jung and Kim Seung Bum

Key Words : Helicopter(헬리콥터), Tail-fan(테일팬), Anti-Torque System(반토크 시스템), Sound Characteristic(소음특성) OASPL(총 음압 수준), PNL(인지 소음 수준), PNLT(음 보정된 인지 소음 수준)

ABSTRACT

This paper described the performance test and sound characteristics of helicopter 'Tail-Fan' anti-torque system. In this research, Korea Aerospace Research Institute(KARI) developed 'Tail-Fan' anti-torque system for a helicopter and carried out performance and sound capturing tests of even and uneven tail fans.

The performance test is carried out and the noise signals which are generated during the test are saved with microphones at the same time. The performance test's results meet the design requirements. Tone-corrected perceived noise level is reduced by replacing the even product with the uneven one.

1. 서 론

헬리콥터의 꼬리로터는 '주로터에 의한 토크 상쇄'를 위한 반 토크 시스템(ATS, Anti-Torque System)으로 '방향 조종성 및 안정성'을 위해 장착되는 핵심 서브시스템이다. 헬리콥터에서 현재까지 가장 많이 사용되는 반 토크 시스템은 CTR(Conventional Tail Rotor)방식으로 구현에 편리한 점이 있으나, 헬리콥터 사고원인의 30%이상을 차지하는 등 안전성이 떨어진다. 최근 헬리콥터 기술선진국의 경우 헬리콥터 안전성(safety)을 높이기 위해 CTR 방식을 대체할 수 있는 고안전성 및 고효율성을 갖는 반 토크 시스템을 개발하여 실용화하고 있다. 소형 헬리콥터용으로 NOTOR 방식이 있으며, 중형 헬리콥터용으로는 덕트형 꼬리 로터(DTR, Ducted Tail rotor)방식이 있다. DTR 방식으로는 Eurocopter사의 Fenestron, 미국 Boeing-Skorsky사의 Fantail, 러시아 Kamov사의 Fan-in-Fin 등이 있다. 이러한 세계적 추세와 발맞추어 한국항공우주연구원(이하 KARI)은 고안전성, 고효율, 저소음의 반 토크 시스템을 개발하기 위한 연구를 수행하고 있다. KARI의 반 토크 시스템은 DTR방식으로 '테일팬 시

스템(Tail-Fan System)'이다. 공력/소음 해석, 형상 설계 최적화, 구조 동력학 해석 등을 통해 제작된 테일팬 시스템은 지상 및 풍동 시험이 가능하도록 개발된 테일팬 성능시험장치에 장착되어 성능시험을 수행하였으며[1], 동시에 소음특성을 규명하고자 소음을 측정하였다. 본 논문에서는 균등, 비균등 두 가지 경우에 대한 테일팬의 간단한 성능비교와 소음특성을 소개하고자 한다.

2. 테일팬 시험

2.1 시험장치

테일팬 시스템은 Lynx 헬리콥터에 적용할 수 있는 성능 목표로 개발되었다. 대상 헬리콥터의 제원으로부터 최대 요구 추력(7173N) 및 회전수(3514rpm)를 결정하였다. 결정된 설계 조건을 기본으로 테일팬 시스템의 시제품을 설계 및 제작하였다.

테일팬 시스템은 크게 팬블레이드, 덕트, 테일팬용 기어박스, 피치제어기로 구성된다. 테일팬 시스템의 특성을 시험하기 위한 시험장치는 최대 400kw의 출력으로 4308rpm의 회전속도에서 최대 토크 886.12Nm를 갖도록 설계하였다. 성능시험장치는 크게 유압공급장치, 냉각장치, 제어시스템, 시험장치로 구성되어 있다. 시험장치는 회전 시험중 안전을 위하여 안전철망 내부에 설치하였다. 외부에 별도로 설치된 유압공급장치에서 공급 유압의 압력 및 유량 제어에 의하여 구동축 회전속도를 제어하게 된다. 성능시험을 위해 회전발

[†] 과학기술연합대학원대학교
항공기시스템전공 박사과정
E-mail : leejd@kari.re.kr
Tel : (042) 860-2277, Fax : (042) 860-2009

* 한국항공우주연구원 로터그룹

란스와 고정발란스를 장착하였다. Fig.1은 제작된 테일팬 성능 시험장치이다.

2.2 소음측정 장비

테일팬 시험장치의 소음을 측정하기 위하여 다음의 장비를 사용하였다.

- Portable PULSE Type 3560C
- PULSE Ver.8.0 (software)
- 2-ch Microphone Conditioning Amplifier NEXUS 2690 A OF2
- Pressure-field Microphone - Type 4192 (×2)

위의 장비는 모두 브뤼엘 앤드 케아(B&K)의 제품이며, 마이크의 설치 위치는 Fig.2와 같이 $r/R=1.82D$ (근거리, near field)인 곳과 $r/R=3.33D$ (원거리, far field)인 곳에 각각 설치를 하였다.

2.3 균등 시제 성능시험

균등 시제의 블레이드 조립각은 36° 로 동일하다(Fig.3). 균등 시제를 테일팬 성능시험장치에 설치하고 성능시험 및 소음 측정을 수행하였다. Fig.5는 지상 성능시험 결과를 나타내고 있다. 시험 조건은 회전속도는 $0\sim 3508\text{rpm}$ 이며, 일괄 피치각은 $-15\sim 40^\circ$ 이다. 측정된 값은 회전속도가 $0\sim 3508\text{rpm}$, 일괄 피치각은 $-15\sim 40^\circ$ 이다.

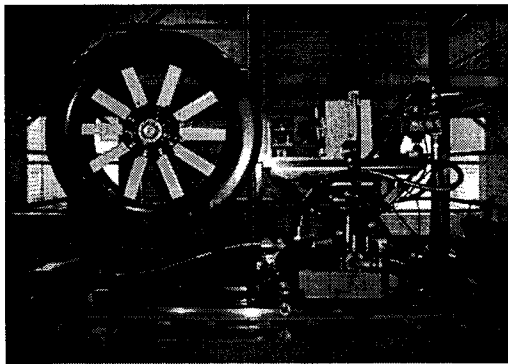


Fig. 1. Performance Test Rig

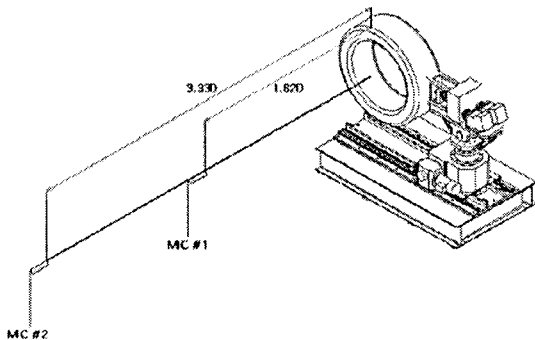


Fig. 2. Position of Microphones

또한, 시험 범위 외에 피치의 최대 작동범위의 최소/최대 피치에서도 시험하였으며, 측정된 최대 추력 및 최대 파워는 각각 3720N , 163.8kW 이다. 동일 토크 조건인 경우, 높은 회전수에서 더 큰 추력 발생함을 확인하였다. 이때, 최대 측정 추력계수는 0.1320 이며, 최대 측정 F.M.은 0.8933 이다.

Fig.6은 블레이드의 피치각이 각각 25° , 30° 의 근거리에서 측정된 소음 결과로, 소음 피크가 harmonic형태로 나타남을 볼 수 있다.

2.4 비균등시제 성능시험

비균등 시제는 블레이드의 조립각이 $32^\circ\sim 40^\circ$ 로 균등시제의 조립각과는 서로 다르다(Fig.4). 시험의 목표가 균등시제보다 낮은 소음발생이며 이에 맞춰 블레이드의 조립각을 서로 다르게 한 것이다. Fig.7은 비균등 시제의 지상 성능시험 결과를 나타내고 있다. 시험 조건과 일괄 피치각의 조건 및 실제 측정된 값은 균등 시제와 동일하다. 이때, 측정된 최대추력 및 최대파워는 각각 4197N , 199.3kW 이다.

균등 시제에서와 마찬가지로 동일 토크 조건인 경우, 높은 회전수에서 더 큰 추력 발생시키며, 동일 추력 조건인 경우, 높은 회전수에서 더 큰 제자리 비행성능을 갖는다.

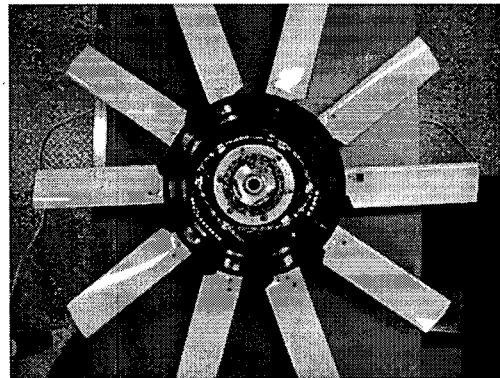


Fig. 3. Even case

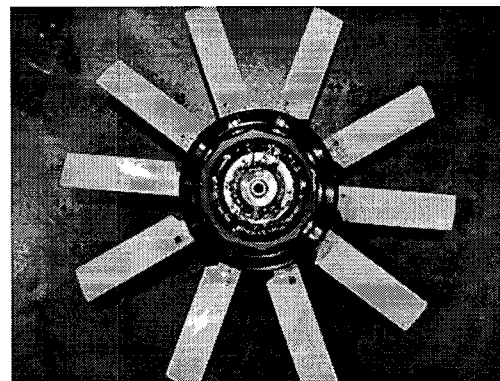
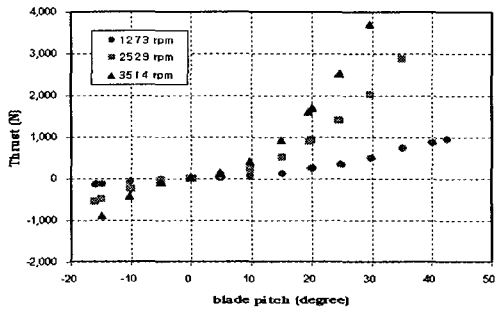
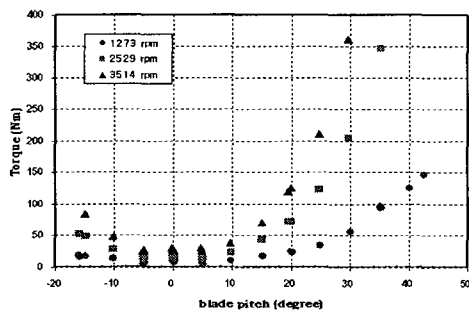


Fig. 4. Uneven case

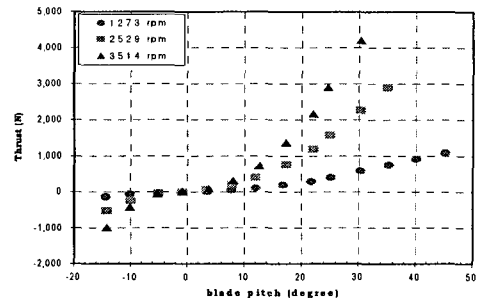


(a) Fan-Duct Thrust

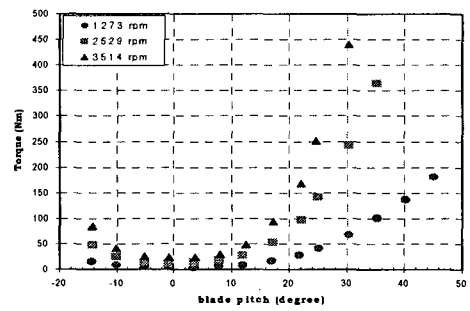


(b) Torque

Fig. 5. Test Result of the Even case

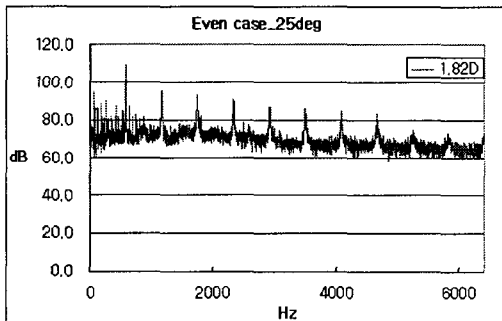


(a) Fan-Duct Thrust

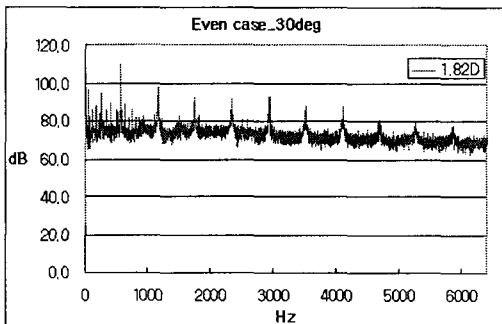


(b) Torque

Fig. 7. Test Result of the Uneven case

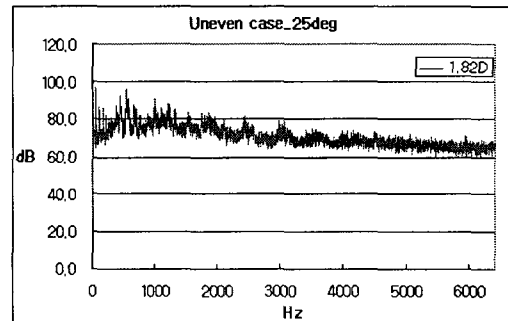


(a) 25°

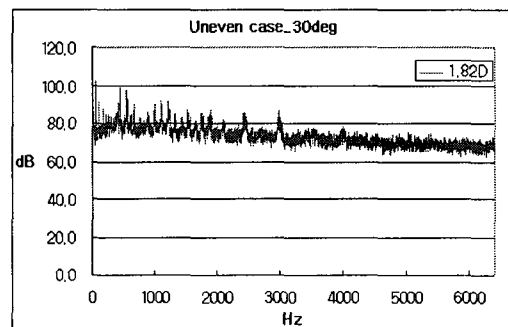


(b) 30°

Fig. 6. Even case Sound Pressure Level



(a) 25°



(b) 30°

Fig. 8. Uneven case Sound Pressure Level

이때 측정된 최대 추력계수는 0.1525이며, 최대 측정 F.M.은 0.8735이다.

Fig.8은 블레이드의 피치각이 각각 25°, 30°에서 측정된 소음 결과로, 균등 시제의 측정 결과보다 소음이 특정영역에 몰리지 않고 전체적으로 넓게 퍼져 있는 것을 확인할 수 있다. 이는 달라진 블레이드의 배열로 인한 것이다.

3. 성능시험 결과 및 비교

균등 시제와 비균등 시제가 측정값은 다르나 추력과 토크 계수와 추력계수의 상관관계를 무차원화 계수로 비교해 보았을 때, 같은 레벨을 유지함을 Fig.9와 10을 통해 볼 수 있다.

설정된 목표 성능인 thrust 7173.7N이상, power 330kW 이하에 대하여 두 경우 모두, 추력은 최대 피치 조건에서 만족을 한다. 반면에 power의 경우 균등 시제의 경우 만족을 하지만 비균등 시제에서는 더 많이 소모되었다.

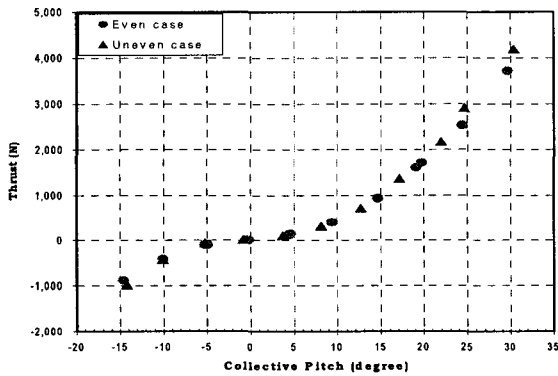


Fig. 9. Comparison of Thrust

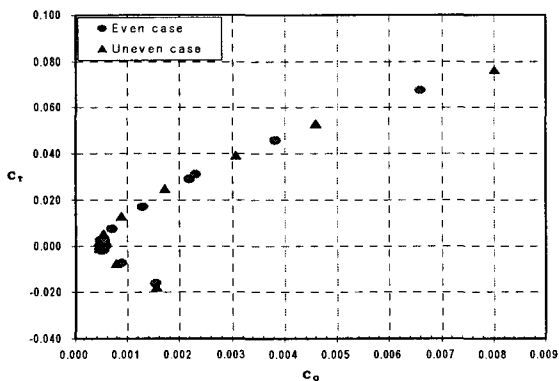


Fig. 10. Comparison of Tail-Fan Performance

4. 소음처리 및 결과비교

소음 데이터를 비교하기 위해서는 다음의 4단계를 거쳐야 한다. 먼저 OASPL을 구한 후 이를 균등시제와 비균등 시제에 대해 상호 비교한다. 후에 1/3 octave band에서의 Sound Pressure Level (SPL)을 구하고, 구해진 SPL을 이용하여 Perceived Noise Level (PNL)을 구한다. 이를 보정계수(correction factor)를 이용하여 Tone-corrected Noise Level (PNLT)을 구한 후에 Effective Perceived Noise Level (EPNL)을 구하는 것이 그 순서이다. 그러나 본 연구에서는 PNL과 EPNL이 같기 때문에 PNL까지 구하여 비교하기로 한다.

4.1 Overall Sound Pressure Level (OASPL)

측정된 소음 신호를 비교하기 위해 같은 추력을 갖는 시간과 주파수를 구하여 이를 바탕으로 데이터를 추출해낸 후 Overall Sound Pressure Level (OASPL)을 비교하였다. Table.1과 2는 측정된 OASPL을 보여주고 있다.

또한, 블레이드 피치각 40°이상에서 OASPL이 블레이드 피치각 25°~30°에서의 OASPL보다 작은 이유는 시험장치의 한계로 인해 높은 블레이드 피치각에서 최대 rpm으로 구동하기 불가능하여 운용 가능한 최대 rpm에서 측정하였기 때문이다.

4.2 Perceived Noise Level (PNL)

Perceived Noise Level (PNL)로 환산하기 위해 측정된 소음 데이터를 1/3 octave band frequency에서의 SPL로 변환하였다.

ICAO Annex 16의 PNL계산법을 이용하여, octave band와 SPL간의 상관관계 표에서 인지 소음(perceived noisiness)을 구한 후, 식(1), (2)를 이용하여 PNL로 환산하였다.

Table. 1. OASPL at full rpm (dB)

블레이드 피치각	균등 1.82D	균등 3.33D	비균등 1.82D	비균등 3.33D
25°	114	109	112	109
30°	115	111	114	111

Table. 2. OASPL at low rpm (dB)

블레이드 피치각	균등 1.82D	균등 3.33D	비균등 1.82D	비균등 3.33D
40°	104	101	104	101
45°	105	103	105	103

각각의 블레이드 피치각에 대한 근거리와 원거리에서의 환산된 PNL은 Table.3, 4와 같다.

$$N(k) = 0.85 n(K) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i, k) \quad (1)$$

$$FNL(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k) \quad (2)$$

4.3 Tone-corrected Perceived Noise Level (PNLT)

1/3 octave band frequency에서 나온 SPL을 프로그램에 입력하여 보정계수(correction factor)를 구하고 이를 이용하여 Tone-corrected Perceived Noise Level (PNLT)을 구하면 Fig.11과 같다.

근거리에서는 운용 rpm인 경우 25°, 30°에서 비균등 시제의 소음이 3.17dB, 2.67dB가 작았으며, 40°, 45°에서는 비균등 시제의 소음이 2.66dB, 1.98dB가 작았다.

또한, 원거리에서 25°에서는 비균등 시제가 1.62dB 컷으나, 30°에서는 비균등 시제의 소음이 0.39dB 작았다. 40°, 45°에서는 비균등 시제의 소음이 2.54dB, 2.37dB가 작았다. 여기서, 원거리 30°의 경우에 비균등 시제의 소음이 균등 시제의 것보다 큰 것은 측정 당시 주변 환경 소음의 증가때문에 그러한 결과가 나타난 것으로 판단된다.

4.4 결과 비교

회전축방향으로 1.82D 떨어진 위치에서 그리고 블레이드 피치가 25°, 30°, 40°, 45°일 때 각각의 소음을 측정하여 결과를 비교하였다.

소음 스펙트럼에서 비균등 시제의 경우, 첨두치(peak value)가 최대 10dB 정도 감소하며, BPF가 분산되어 나타남을 Fig.12에서 확인할 수 있다.

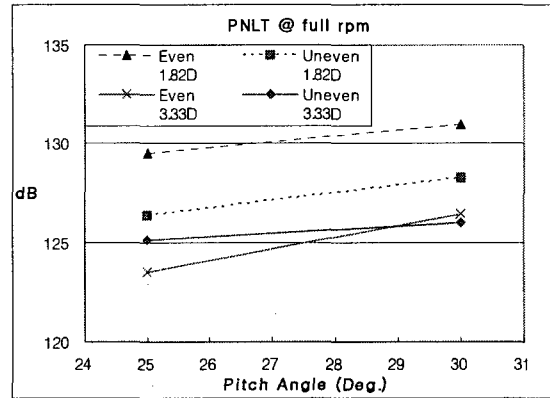
Table. 3. PNL at full rpm (dB)

블레이드 피치각	균등 1.82D	균등 3.33D	비균등 1.82D	비균등 3.33D
25°	123.48	119.67	123.03	121.02
30°	125.45	122.01	124.96	122.70

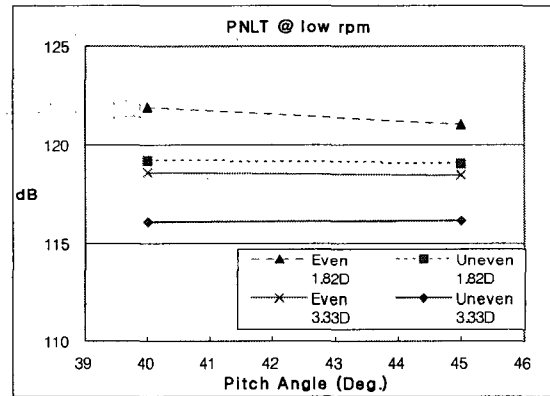
Table. 4. PNL at low rpm (dB)

블레이드 피치각	균등 1.82D	균등 3.33D	비균등 1.82D	비균등 3.33D
40°	118.58	115.30	115.92	112.75
45°	117.71	114.85	115.72	112.81

또한 블레이드의 비균등 배열에 의한 소음저감은 PNLT (Tone-corrected Perceived Noise Level) 기준으로 1.98~3.17dB임을 Table.5를 통해 확인할 수 있다. 최대 추력작동 조건인 Collective angle 45°에서 최대 rpm으로 작동을 할 경우, 더욱 큰 소음저감이 있을 것으로 기대된다.



(a) 1.82D



(b) 3.33D

Fig. 11. Tone-corrected Perceived Noise Level

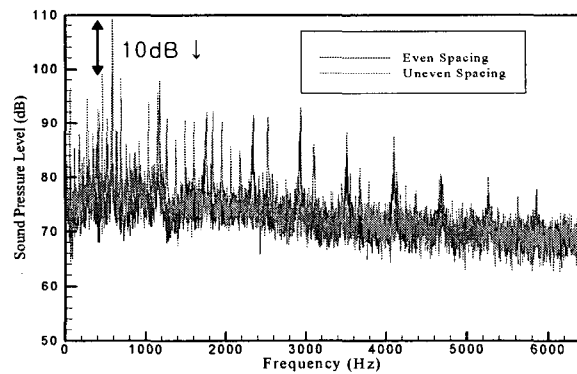


Fig. 12. Comparison of Sound Pressure Level (30°, r/R=1.82D, Thrust : 3712N)

Table. 5 Comparison of the Result (r/R=1.82D)

구 분		균등 (dB)	비균등 (dB)	감소치 (dB)
25°	PNL	123.48	123.03	0.45
	PNLT	129.53	126.36	3.17
30°	PNL	125.45	124.96	0.49
	PNLT	130.97	128.30	2.67
40°	PNL	118.58	115.92	2.66
	PNLT	121.91	119.25	2.66
45°	PNL	117.71	115.72	1.99
	PNLT	121.04	119.06	1.98

5. 결론

균등 및 비균등 테일팬에 대하여 성능시험을 수행하고, 각 테일팬 시제의 시험시 발생하는 소음에 대한 특성을 알아보았다. 각각의 테일팬 시제의 성능을 미리 예측하였고, 예측된 성능과 실제의 성능을 비교하였으며, 그와 동시에 소음을 측정, 비교하였다.

시험 결과 각각의 테일팬 시제에 대해 예측한 성능과 유사한 성능을 나타냄을 시험을 통해 확인하였으며, 소음저감 효과에 있어서 비균등 시제가 균등 시제에 비하여 최소 0.39dB, 최대 3.17dB의 소음저감 효과를 나타냄을 확인하였다.

이러한 과정은 국내에서는 최초로 수행되는 반 토오크 성능시험으로서 큰 의미가 있으며, 향후 헬리콥터 꼬리로터 개발을 위한 중요한 기초 자료로 활용될 것이다.

후 기

본 논문은 산업자원부의 민군겸용기술개발사업, “헬리콥터 반 토오크 시스템 기술개발”의 연구 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

(1) James R. Andrews 외, 1996, “Design and Testing of a Ducted Tail Rotor Concept Demonstrator for a Model 222U Helicopter”, European Rotorcraft Forum 22nd Annual Forum.

(2) R. Ganesh Rajagopalan, C. N. Keys, 1997, “Detailed Aerodynamic Analysis of the RAH-66 FANTAIL using CFD”, American Helicopter Society 53th Annual Forum.

(3) Boris N. Bourtsev, Serguei V. Selemenev, 2000, “Fan-in-Fin Performance at Hover Computational Method”, European Rotorcraft Forum 26th Annual Forum.

(4) J. Gordon Leishman, 2000, “Principles of Helicopter Aerodynamics (Cambridge Aerospace Series)”, Cambridge University Press.

(5) A. R. S Bramwell, George Done, David Balmford, 2001, “Bramwell's Helicopter Dynamics”, Butterworth-Heinemann.

(6) 주 진 외, 2004, “헬리콥터 반 토오크 시스템 기술 개발(III)”, pp. 27-48, 한국항공우주연구원.

(7) 정기훈, 강희정, 황창진, 이덕주, 2004, “블레이드 비등간격에 의한 헬리콥터 테일팬용 팬-덕트의 저소음화 연구”, 한국항공우주학회 04춘계학술발표회, pp. 150-162.

(8) Michael J. T. Smith, 2004, “Aircraft Noise (Cambridge Aerospace Series)”, Cambridge University Press, New York.

(9) 송근웅, 김준호, 강희정, 이육, 심정욱, 2005, “테일팬 성능시험장치의 운용과 진동특성” 한국소음진동공학회 제15권 제4호, pp. 421-428.

(10) Changjeon Hwang, 2005, “Conceptual Design of a Ducted Fan for Helicopter Anti-Torque System”, KSAS International Journal, Vol. 6, No. 1, pp. 89-96

(11) 송근웅, 강희정, 김승범, 심정욱, 이제동, 2005, “헬리콥터용 반토오크 시스템 1차 시제 성능시험”, 항공우주기술 제4권 제2호, pp. 50-59.

(12) 이제동, 송근웅, 강희정, 심정욱, 김승범, 2005, “헬리콥터 테일팬 시험장치 개조 및 운용”, 한국소음진동공학회 05추계학술대회(수송기계편), pp. 41-44.